

INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA, NO ESTACIONARIA Y NO LINEAL CON MODELOS DE FLUJO POTENCIAL Y ESTRUCTURAS LAMINARES

UNSTEADY AND NON-LINEAR FLUID-STRUCTURE INTERACTION, CONSIDERING POTENTIAL FLOW AND SHELL STRUCTURES

Mauro S. Maza^a, Fernando G. Flores^b y Sergio Preidikman^b

^a*Dto. de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina.*

^b*Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología, IDIT UNC-CONICET.*

Palabras clave: Multifísica, Co-simulación, Aeroelasticidad computacional, Interacción fluido-estructura.

Resumen. En este trabajo se presenta una técnica numérica que permite simular el comportamiento no lineal e inestacionario de estructuras laminares sumergidas en un medio fluido a elevado número de Reynolds. El problema se ataca mediante un abordaje de co-simulación, vinculando un modelo aerodinámico para determinar las cargas sobre los elementos estructurales, y un modelo estructural con el que se calcula la respuesta de la estructura a las cargas aerodinámicas. La vinculación se realiza a través de un algoritmo de interacción débil. El método resultante posee muy buena relación entre capacidad de representación y costo computacional, y no está restringido a movimientos periódicos o ecuaciones de movimiento lineales. Los dominios considerados en los submodelos y las discretizaciones temporales y espaciales utilizadas en cada uno son esencialmente diferentes. El proceso de interacción no puede desatender ninguno de estos aspectos. Como modelo aerodinámico se utiliza una versión inestacionaria del Método de Red de Vórtices. El modelo estructural se describe mediante el Método de Elementos Finitos utilizando una formulación no lineal. Se consideran elementos finitos de lámina con tres nodos y sin grados de libertad rotacionales. Este tipo de elementos presenta importantes ventajas para el modelado de estructuras laminares con quiebres y ramificaciones, que se presentan frecuentemente en la industria aeroespacial. La implementación computacional se realizó combinando un código estructural de propósito general con uno aerodinámico orientado al análisis de aerogeneradores de eje horizontal de tres palas. Se presentan algunos ejemplos para validar el código y mostrar las potencialidades del método propuesto.

Keywords: Multiphysics, Co-simulation, Computational aeroelasticity, Fluid-structure interaction.

Abstract. In this work we present a technique designed to simulate aeroelasticity phenomena computationally. The problem is solved using two softwares already in existence, one for the aerodynamic and one for the structural part. To calculate aerodynamic loads, we use a potential flow model. Dynamic variables are determined with the finite element method (shell elements with three nodes). The method has low cost and broad generality.

1. INTRODUCCIÓN

El análisis de sistemas aeronáuticos avanzados presenta gran variedad de desafíos. La utilización de materiales compuestos ha permitido mejorar las relaciones resistencia/peso y rigidez/peso, admitiendo grandes deformaciones. Estas estructuras poseen comportamiento viscoelástico, anisótropo y no lineal con complejos mecanismos de falla, lo que requiere modelos estructurales altamente especializados. Grandes desplazamientos de las partes implican problemas para la determinación de cargas aerodinámicas dado que es menester deformar mucho las grillas en que se discretiza el dominio fluido, área en la que se ha avanzado mucho, pero que está lejos de ser resuelta de manera simple y económica. La cosimulación como técnica para atacar problemas complejos integrando conocimientos y técnicas idóneas para temas específicos resulta un abordaje muy atractivo dado que es inherentemente multidisciplinario y que permite la extensión de modelos por adición de nuevos módulos que complementen los ya vinculados.

En el área de aeroelasticidad son numerosos los trabajos en los que se vinculan modelos estructurales variados con modelos aerodinámicos complejos y, sobre todo, costosos computacionalmente, basados en formulaciones de volúmenes finitos. Se han estudiado también vinculaciones de modelos estructurales simples con modelos aerodinámicos también de mediana a baja complejidad. Sin embargo, son escasos los trabajos que vinculan modelos aerodinámicos de gran generalidad y mediano costo computacional con modelos estructurales complejos. La revisión bibliográfica realizada deja en claro que son escasos los desarrollos en los que se vinculan modelos estructurales basados en formulaciones de elementos finitos de lámina con modelos aerodinámicos basados en distribución de singularidades. Se hallaron dos trabajos de este tipo, cada uno con diferentes limitaciones. La metodología presentada por [de Souza et al. \(2012\)](#) requiere que la topología de las discretizaciones en ambos modelos sea la misma. Esto implica grandes restricciones sobre la definición de modelos estructurales, que pueden beneficiarse mucho de la utilización de simplificaciones respecto al diseño real del objeto analizado. En el trabajo de [Leuthold \(2015\)](#) el modelo estructural es algo más complejo dado que utiliza elementos de láminas y de vigas en conjunto, pero el modelo aerodinámico es cuasiestático, con los inconvenientes que eso conlleva respecto de la simulación de fenómenos dinámicos no estacionarios.

Respecto al análisis de turbinas eólicas, los modelos estructurales son, en su mayoría, lineales y basados en una representación de vigas. El uso de elementos finitos de láminas está prácticamente restringido a la determinación de propiedades mecánicas reducidas o a la determinación de tensiones y deformaciones a partir del comportamiento global calculado con alguna teoría simplificada. Además, en general, los métodos de interacción son unidireccionales y, si existe retroalimentación de las deformaciones hacia el modelo aerodinámico, se trata de simulaciones de fenómenos estacionarios. En la revisión bibliográfica sólo se hallaron dos trabajos en los que las palas se representan con modelos de láminas en las simulaciones aeroelásticas. En ninguno de los casos el modelo aerodinámico posee características similares al utilizado en este trabajo; [Rafiee et al. \(2016\)](#) determinan cargas aerodinámicas a partir de la teoría BEM¹ mientras que [Wang et al. \(2016\)](#) utilizan CFD RANS² y realizan interacción unidireccional considerando sólo una pala.

¹ Acrónimo de Blade Element Momentum, en referencia a la Teoría de la Cantidad de Movimiento y del Elemento de Pala.

² Acrónimo de Computational Fluid Dynamics Reynolds-Averaged Navier-Stokes, Dinámica de Fluidos Computacional Ecuaciones de Navier-Stokes Promediadas por Reynolds.

2. METODOLOGÍA

Este trabajo resulta una extensión de esfuerzos anteriores que tienen como fin la simulación aeroelástica de sistemas aeronáuticos, con énfasis en turbinas eólicas, esto último relacionado a las características de una de las herramientas utilizadas. La herramienta computacional fruto de este trabajo surge como la combinación de dos códigos preexistentes: Simpack (Flores, 2011), para modelar estructuralmente los sistemas, basado en el Método de Elementos Finitos, y LHAWT/AC (Gebhardt, 2012), que es una implementación del Método de Red de Vórtices Inestacionario con aplicación a turbinas eólicas de eje horizontal de tres palas. Inicialmente se desarrolló, implementó y validó un método de interacción para vincular el modelo aerodinámico con un modelo estructural de vigas (Maza et al., 2012, 2014). En el presente artículo se describe una extensión del método de interacción, que permite modelar estructuralmente el problema con elementos de láminas. El problema se aborda con un enfoque numérico de cosimulación mediante la combinación de: 1) un modelo aerodinámico inestacionario para determinar las cargas actuantes sobre los elementos estructurales; 2) un modelo estructural multicuerpo que permite calcular la respuesta de la estructura a las cargas aerodinámicas; y 3) un método para combinar estos dos modelos.

2.1. Modelo aerodinámico

Se emplea una versión inestacionaria del clásico Método de Red de Vórtices (UVLM) (Preidikman, 1998). Este modelo implica la suposición de flujo potencial en todo el dominio excepto por las zonas correspondientes a los contornos de los cuerpos sumergidos en la corriente fluida y en las estelas. Esto equivale a suponer que toda la vorticidad se concentra en capas de espesor infinitesimal, algunas adheridas a las superficies de los cuerpos sumergidos (representando las capas límites), y otras libres (representando las estelas). Las últimas se obtienen por convección de la vorticidad desde los bordes de fuga de las superficies sustentadoras.

Las sábanas vorticosas que representan las capas límites y las estelas son discretizadas en *redes de vórtices*, denominadas aquí *grillas aerodinámicas* (GGAA). Los vórtices son segmentos vorticosos rectos que dividen las láminas vorticosas en elementos de área denominados *paneles*, en cuyos centros geométricos se encuentran los *puntos de control*. Los vértices de los paneles se denominan *odos aerodinámicos*. Las posiciones y velocidades de los puntos de control y de los nodos aerodinámicos son datos del problema y se actualizan instante a instante a partir de la respuesta dinámica calculada con el modelo estructural. En cada punto de control se determina una fuerza aerodinámica que se utiliza para cargar al modelo estructural.

2.2. Modelo estructural

En este trabajo se utiliza un código de elementos finitos de propósito general que permite modelar comportamiento no-lineal geométrico, relaciones constitutivas complejas e incluir cargas no conservativas. Los elementos de lámina utilizados son triángulos de tensión constante sin grados de libertad rotacionales desarrollados por Flores y Oñate (2007). Su formulación se basa en la cinemática de láminas delgadas (o de Kirchhoff-Love). Al prescindir de los grados de libertad rotacionales se recurre a la definición de una parcela de elementos para interpolar la geometría y calcular las curvaturas. La parcela incluye el elemento considerado y los adyacentes (que comparten lados con él). En la formulación se utilizan funciones de forma estándar. El análisis de láminas originalmente curvas presenta cierta dificultad para determinar el cambio de ángulo entre elementos. Para hacerlo es necesario determinar un giro de referencia del lado compartido, β , y calcular el giro relativo de cada elemento respecto al lado considerado, γ . Se

introduce entonces una ecuación de equilibrio flexional aproximada

$$\left(\frac{E t^3}{h (1 - \nu^2)} \right)^{(M)} \gamma^{(M)} = \left(\frac{E t^3}{h (1 - \nu^2)} \right)^{(i)} \gamma^{(i)}$$

donde los superíndices M e i hacen referencia al elemento principal de la parcela y al i -ésimo elemento adyacente, respectivamente, E es el módulo de elasticidad, ν la relación de Poisson y h la altura del triángulo adyacente medida desde el lado compartido. Esta es la principal suposición realizada, y permite estudiar superficies con quiebres. Estas ideas son extendidas para determinar la rotación relativa de elementos en puntos de ramificación (donde un lado es compartido por más de dos elementos).

2.3. Método de interacción propuesto

El método de interacción acopla los modelos aerodinámico y estructural de manera que las soluciones obtenidas con cada uno sean interdependientes y respondan al comportamiento aero-elástico acoplado. La interacción se realiza *al nivel de las condiciones de borde de cada modelo*: desplazamientos y velocidades calculados con el modelo estructural se introducen como dato en el modelo aerodinámico, del cual se obtienen distribuciones de fuerzas que representan parte de las cargas del modelo dinámico estructural. Las diferencias en la naturaleza y topología de las discretizaciones utilizadas obligan a *ajustar* los datos tomados de cada modelo para poder introducirlos en el otro. Se requiere, además, considerar una secuencia de cálculo que permita a los modelos avanzar temporalmente de forma conjunta.

Las posiciones y velocidades de los puntos de control y de los nodos aerodinámicos se determinan a partir de la solución del modelo estructural/dinámico. Considerando que ambas discretizaciones son diferentes representaciones de un mismo cuerpo resulta natural interpretar el método de transferencia de desplazamientos, velocidades y aceleraciones como un conjunto de *relaciones cinemáticas*. El procedimiento utilizado es análogo al método de *seguimiento de superficies* (*surface tracking*) utilizado por [Cebal y Löhner \(1997\)](#). El mismo consiste en fijar, al comienzo de la simulación, la posición relativa de los nodos aerodinámicos respecto de los estructurales y mantenerla constante a lo largo del proceso de cálculo. En términos prácticos, esto involucra determinar, para cada nodo aerodinámico, un conjunto de nodos estructurales maestros a partir de cuyas posiciones calcular la posición del nodo esclavo (aerodinámico) en cada instante.

El método presentado aquí se desarrolló específicamente para superficies sustentadoras cuya geometría exterior corresponde a perfiles aerodinámicos y, por lo tanto, son descritas estructuralmente como dos superficies (extra e intradós) con, eventualmente, otros elementos en el interior. Se supone que los nodos aerodinámicos están contenidos geoméricamente dentro de la malla estructural (ME), lo cual es particularmente cierto para la implementación del UVLM utilizada en este trabajo, en la que las superficies sustentadoras se representan con su superficie media.

Para cada nodo aerodinámico se determinan dos elementos de referencia y dentro de ellos dos puntos estructurales maestros, n_{eu}^m y n_{el}^m , que se asocian al nodo aerodinámico con algún criterio de proyección. Aquí el subíndice u hace referencia al extradós y el l al intradós. Es conveniente utilizar los nodos que definen los elementos de referencia, que son seis. El nodo aerodinámico n_a se encuentra en algún punto del segmento de recta que une los puntos de referencia n_{eu}^m y n_{el}^m , por lo tanto

$$\mathbf{x}_a(t) = (1 - \eta) \mathbf{x}_{eu}^m(t) + \eta \mathbf{x}_{el}^m(t)$$

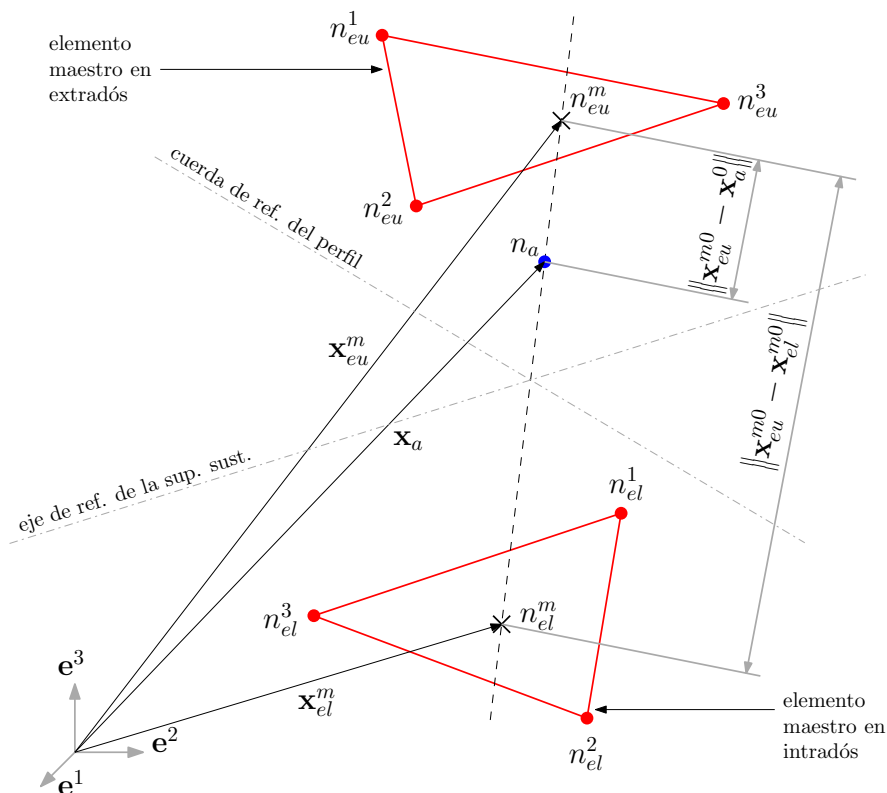


Figura 1: Posiciones absolutas y relativas de un nodo aerodinámico, sus nodos estructurales maestros y los elementos correspondientes.

donde el factor η se calcula como

$$\eta = \frac{\|\mathbf{x}_{eu}^{m0} - \mathbf{x}_a^0\|}{\|\mathbf{x}_{eu}^{m0} - \mathbf{x}_{el}^{m0}\|}.$$

En la Figura 1 se presentan las variables mencionadas. Escribiendo las posiciones de los puntos de referencia en función de las de los nodos estructurales a través de las coordenadas de área se tiene

$$\mathbf{x}_a(t) = \sum_{i=1}^3 (1 - \eta) L_u^i \mathbf{x}_{eu}^i(t) + \eta L_l^i \mathbf{x}_{el}^i(t).$$

La velocidad de n_a queda en función de las velocidades de traslación de los nodos maestros. Derivando respecto al tiempo la expresión de $\mathbf{x}_a(t)$ se tiene

$$\mathbf{v}_a(t) = \sum_{i=1}^3 (1 - \eta) L_u^i \mathbf{v}_{eu}^i(t) + \eta L_l^i \mathbf{v}_{el}^i(t).$$

Las fuerzas provistas por el modelo aerodinámico se utilizan para calcular un *sistema de cargas equivalente* que actúe sobre las mallas estructurales (MMEE). Puede demostrarse que si existe una matriz \mathbf{H} que relaciona las variaciones de las posiciones nodales en las discretizaciones aerodinámica y estructural ($\delta\mathbf{X}_a$ y $\delta\mathbf{X}_e$ respectivamente) como $\delta\mathbf{X}_a = \mathbf{H} \delta\mathbf{X}_e$, la utilización de su transpuesta para determinar un sistema de cargas equivalente a imponer sobre la ME, \mathbf{F}_e , a partir de las cargas aerodinámicas, \mathbf{F}_a , como $\mathbf{F}_e = \mathbf{H}^T \mathbf{F}_a$, asegura que el método

de interacción no modifica artificialmente ni la energía total del sistema, ni las cantidades de movimiento lineal y angular (al menos en el instante de la transferencia). La relación matricial que liga $\delta \mathbf{x}_a$ con las variaciones de las posiciones de los nodos estructurales maestros es

$$\delta \mathbf{x}_a = \mathbf{h} \left[\delta \mathbf{x}_{eu}^1 \quad \delta \mathbf{x}_{eu}^2 \quad \delta \mathbf{x}_{eu}^3 \quad \delta \mathbf{x}_{el}^1 \quad \delta \mathbf{x}_{el}^2 \quad \delta \mathbf{x}_{el}^3 \right]^T \quad (1)$$

estando \mathbf{h} compuesta por seis submatrices

$$\mathbf{h} = \left[(1 - \eta) L_u^1 \mathbf{1} \quad (1 - \eta) L_u^2 \mathbf{1} \quad (1 - \eta) L_u^3 \mathbf{1} \quad \eta L_t^1 \mathbf{1} \quad \eta L_t^2 \mathbf{1} \quad \eta L_t^3 \mathbf{1} \right].$$

Las cargas en los nodos estructurales maestros son

$$\mathbf{f}_{eu}^j = (1 - \eta) L_u^j \mathbf{f}_a \quad ; \quad j = 1, 2, 3$$

para el extradós y

$$\mathbf{f}_{el}^j = \eta L_t^j \mathbf{f}_a \quad ; \quad j = 1, 2, 3$$

para el intradós. Notar que en la Ecuación 1 no aparecen variaciones de la orientación de los nodos estructurales, lo que implica que no aparezcan momentos concentrados aplicados en tales nodos y es consistente con el hecho de que el modelo estructural no admita ese tipo de cargas.

Para la integración temporal del sistema acoplado se utiliza un esquema tipo Jacobi con subiteraciones para el modelo estructural y sin retroalimentación. Las determinaciones de los pasos de cálculo aerodinámico, Δt_a , y estructural, Δt_e , se realizan independientemente una de otra, en función de consideraciones muy diferentes. Dados los submodelos seleccionados en este trabajo Δt_e será menor (o mucho menor) que Δt_a . Es necesario que algunos de los puntos de las dos grillas temporales coincidan. Para asegurar esto, el Δt_e se ajusta de manera que corresponda a una fracción entera de Δt_a , es decir $\Delta t_a = m \Delta t_e$ con $m \in \mathbb{Z}^+$.

3. RESULTADOS Y VALIDACIÓN

En esta sección se presentan resultados de dos casos de estudio. Ambos casos se analizan modelando estructuralmente el problema tanto con un modelo de vigas como con un modelo de láminas. Los pares de modelos estructurales tienen propiedades mecánicas equivalentes (en la medida que pueden ser comparados), y el modelo aerodinámico es uno solo. Dado que la implementación con el modelo de vigas se considera validado, los resultados obtenidos con él se toman como referencia para determinar la validez del método de interacción propuesto y de la implementación realizada en este trabajo.

3.1. Respuesta aeroelástica de una estructura aeronáutica

Se estudia aquí la respuesta aeroelástica de una superficie sustentadora de estructura semi-monocasco, por lo que presenta las características típicas de una construcción aeronáutica: un diseño de largueros y recubrimiento en el que todos los elementos aportan rigidez de manera significativa. El modelo representa una viga empotrada-libre de 50 m de longitud, cuya sección es un perfil NACA 64(3)-618 de 5 m de cuerda, con tres largueros ubicados al 18,4 %, 56.6 % y 74,5 % de la cuerda desde el borde de ataque. El espesor de todas las partes es de 0,01 m. El material es aluminio con densidad $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$, rigidez $E = 70 \text{ GPa}$ y relación de Poisson $\nu = 0,33$. Se utilizaron dos modelos estructurales: uno de 19 elementos de viga y uno de 4320 elementos de lámina. En ambos casos se incorporó viscosidad material mínima suficiente para estabilizar los resultados, obteniéndose un máximo coeficiente de amortiguamiento

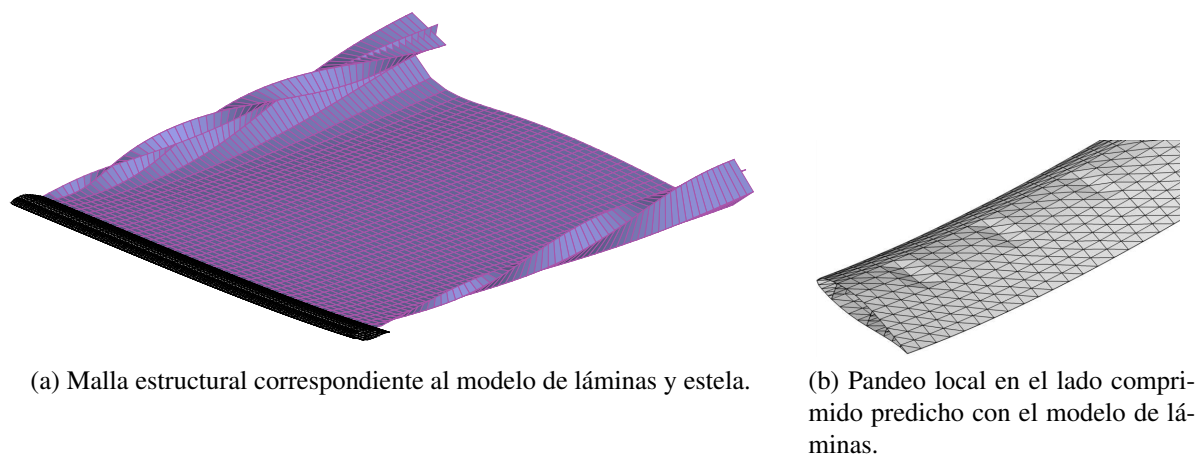


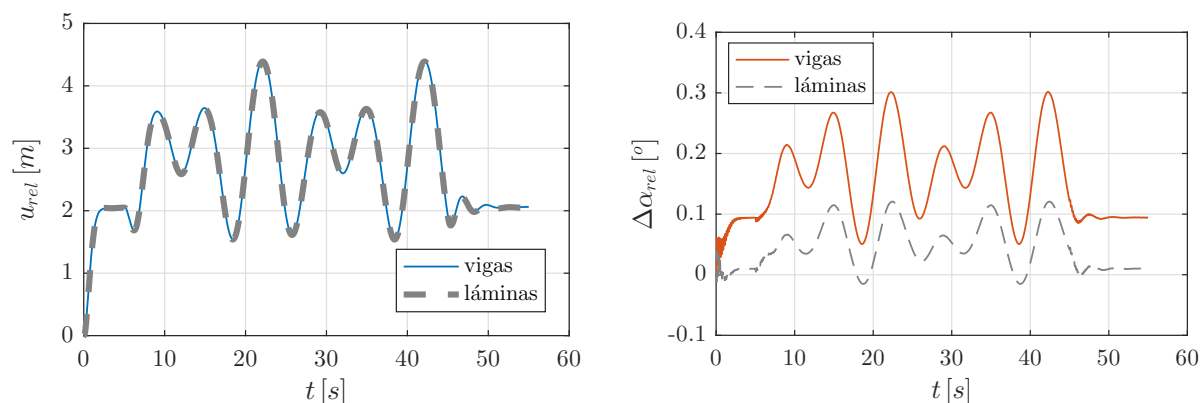
Figura 2: Superficie sustentadora empotrada-libre.

$\xi < 5,3 \times 10^{-5}$. En la Figura 2a se presenta la ME del modelo de láminas y la estela que fue convectada desde el borde de fuga de la GA. Dadas la sección y el material, se determinaron las propiedades mecánicas de la *viga equivalente*. Análisis numéricos con cargas estáticas puntuales en el extremo libre muestran que los dos modelos presentan desplazamientos y giros con diferencias menores al 0,5 % en flexión flapwise y torsión. Un análisis de modos y frecuencias naturales indica que la respuesta dinámica a baja deformación de ambos modelos es comparable. Aerodinámicamente la superficie sustentadora se representa por su superficie media. La discretización es de ocho paneles en la cuerda y 40 en la envergadura; en total 320 paneles. Se utiliza recorte de estela con una longitud de 60 paneles. Todo esto surge a partir de un análisis de convergencia realizado para el caso en cuestión. La densidad del aire es $1,225 \text{ kg/m}^3$ y la velocidad del viento 30 m/s .

La excitación corresponde a desplazamientos impuestos en el extremo empotrado y al hecho de que la sección corresponde a un perfil aerodinámico asimétrico con 5° de ángulo de ataque. Las deflexiones y los giros por torsión se mantuvieron en valores moderados a bajos, ya que para valores mayores el modelo de láminas predice el pandeo de algunas láminas en la zona del empotramiento. En la Figura 2b puede observarse esta inestabilidad en tres zonas del extradós para una deflexión de $12,74 \text{ m}$, aunque el fenómeno comienza con deflexiones de aproximadamente 8 m . Las simulaciones transcurren en tres etapas:

- arranque impulsivo y estabilización ($0 \text{ s} \leq t \leq 5 \text{ s}$): la velocidad del viento cambia de 0 m/s a 30 m/s con una función escalón en $t = 0 \text{ s}$; se agrega amortiguamiento para que el sistema llegue rápidamente a una posición cercana a la de equilibrio estático;
- excitación dinámica por movimiento de apoyo ($5 \text{ s} \leq t \leq 45 \text{ s}$): se imponen el desplazamiento vertical $u_{emp}(t) = 2 \{1 + \cos[\pi/5(t - 5) + \pi]\} \text{ m}$ y el cambio de ángulo de ataque $\phi_{emp}(t) = 3,8 \{1 + \cos[3\pi/10(t - 5) + \pi]\}^\circ$;
- estado estacionario final ($45 \text{ s} \leq t \leq 55 \text{ s}$): cesan los desplazamientos de apoyo y en 10 s el sistema alcanza una posición de equilibrio estable con flexión y torsión debidas a las cargas aerodinámicas.

En las Figuras 3a y 3b se presentan el desplazamiento vertical y el giro por torsión del extremo libre, relativos al extremo empotrado. Se observa un claro acuerdo entre los modelos, especialmente para desplazamientos (la comparación del módulo de la resultante aerodinámica



(a) Desplazamiento vertical relativo del extremo libre respecto al extremo empotrado.

(b) Cambio de ángulo de ataque relativo del extremo libre respecto al extremo empotrado.

Figura 3: Respuesta aeroelástica ante cargas dinámicas.

presenta el mismo nivel de acuerdo, pero no se incluye aquí por brevedad). El giro del extremo libre presenta diferencias en valor absoluto, pero las variaciones de las curvas siguen claramente el mismo patrón. La estructura analizada es muy rígida a torsión y, por lo tanto, las deformaciones son muy pequeñas, lo que hace difícil determinar la importancia relativa de las diferencias observadas con respecto al comportamiento global. Por otro lado, la diferencia existe no sólo en la etapa de carga dinámica, sino también en las dos etapas de carga estática (cuasiestática), al comienzo y al final de la simulación. En estas etapas el giro relativo entre los extremos está dado por el momento torsor respecto al centro de corte de la sección. Las grandes diferencias entre los modelos, en especial la dificultad de determinar la posición del centro de corte en el modelo de viga equivalente, parecen justificar las discrepancias observadas.

3.2. Flutter de una viga biempotrada

En esta subsección se comparan los resultados correspondientes al comportamiento crítico y postcrítico de una estructura ante el fenómeno de flutter flexo-torsional. El problema está inspirado en el análisis de un puente colgante realizado por Fung (2002). Sin embargo, dado que la estructura analizada es diferente, fundamentalmente por los apoyos utilizados y porque se trata de un caso tridimensional, la velocidad crítica no coincide con la de la referencia. Para este estudio se realizaron múltiples simulaciones con diferentes velocidades de viento y se analizó la respuesta en cada caso.

El modelo aerodinámico es una placa plana sin espesor, con la misma discretización que la utilizada para el análisis de la superficie sustentadora empotrada-libre. El valor de la cuerda es la mencionada por Fung, 60 ft. Se eligió un alargamiento $\Lambda = 10$, por lo que la envergadura resulta de 600 ft. La densidad del aire es $\rho = 0,002378 \text{ slugs/ft}^3$. El modelo de vigas está discretizado en 10 elementos iguales y posee las restricciones cinemáticas ilustradas en la Figura 4. Las propiedades del modelo son: masa $m_u = 269 \text{ slugs/ft}$, inercia torsional $m_\phi = 94060 \text{ slugs ft}$, rigidez flexional $EI = 2,9651 \times 10^9 \text{ lb ft}^2$ y rigidez torsional $GJ = 8,6171 \times 10^9 \text{ lb ft}^2$, todas por unidad de longitud. Para el modelo de láminas la sección elegida puede observarse en la Figura 5a. Los espesores son 1 ft para las almas y 2 ft para las platabandas. se utilizó un material ficticio con módulo de rigidez $E = 1,2283 \times 10^7 \text{ lb/ft}^2$, relación de Poisson $\nu = 0,4267$ y densidad $\rho = 0,9607 \text{ slugs/ft}^3$. Todo esto permitió obtener propiedades mecánicas comparables a las del modelo de vigas. La ME posee 2430 nodos y 4800 elementos. Las restricciones cinemáticas

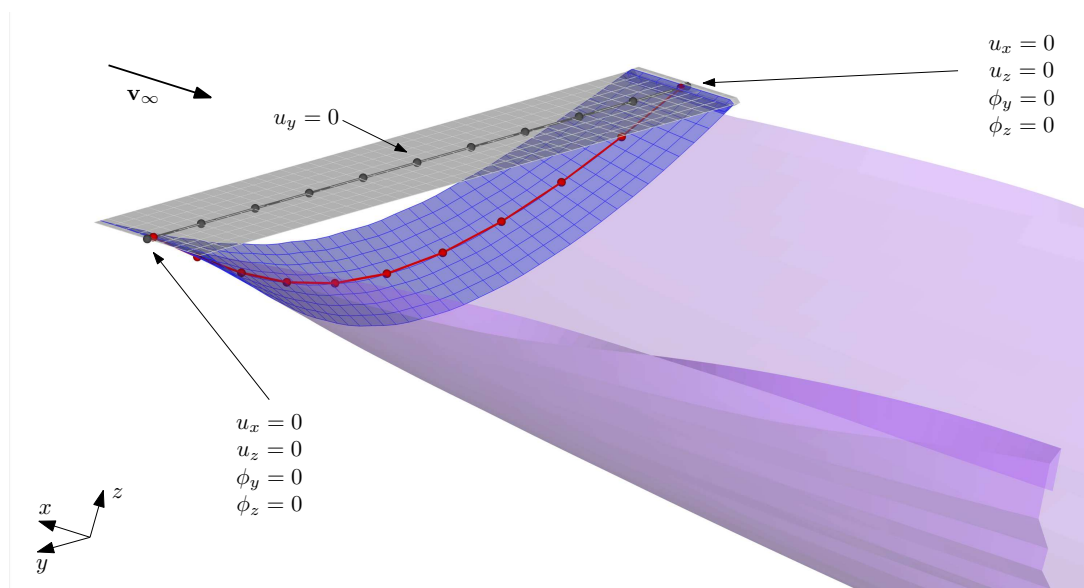


Figura 4: Grilla aerodinámica y malla estructural para el modelo de vigas. Se presentan en tonos de gris la posición indeformada y en colores una deformada con flexión y torsión. Se indican las restricciones cinemáticas.

emulan aquellas del modelo de vigas. En la Figura 5b se presenta el modelo en una posición deformada. Se observan grandes ondulaciones en la platabanda superior de la zona delantera, producto del pandeo de la estructura debido a la deformación impuesta.

En la Figura 6 se presenta un diagrama de bifurcación que describe, sintéticamente, el comportamiento de los sistemas dinámicos no lineales estudiados. Las curvas de la Figura 6a corresponden a la amplitud de vibración de ciclo límite del desplazamiento vertical de la sección central de la estructura, representada con el símbolo \bar{u} . Análogamente, en la Figura 6b se presentan las amplitudes correspondientes al grado de libertad torsional (cambio de ángulo de ataque de la sección central). Se observa una *bifurcación tridente* para $v_\infty = v_{cr}$. Cuando $v_\infty < v_{cr}$, hay una única solución, con amplitud nula y que representa una condición de equilibrio estable. Si $v_\infty \geq v_{cr}$, la solución con amplitud nula representa un estado de equilibrio inestable, y el equilibrio estable corresponde a oscilaciones de amplitud constante. La respuesta del sistema es similar cualitativa y cuantitativamente en ambos modelos, especialmente para bajas deformaciones. El modelo de láminas posee muchos más grados de libertad para deformarse en la dirección de la cuerda, lo que puede ser responsable de las diferencias observadas para deformaciones moderadas y altas.

Dado que el modelo de láminas permite incluir un mayor nivel de detalle en las simulaciones, pero a un costo de cálculo elevado, parece razonable representar inicialmente los sistemas con modelos de vigas, lo que permitiría conocer las características generales de la respuesta ante una variedad amplia de condiciones, y profundizar el análisis con modelos de lámina para aquellas situaciones que se juzguen de especial interés, considerando los resultados del análisis preliminar.

4. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este trabajo se vinculan un modelo estructural/dinámico no lineal, que permite la incorporación simultánea de elementos finitos de viga, de láminas y cuerpos rígidos, con un modelo aerodinámico no estacionario basado en distribución de singularidades, que posee las limitacio-

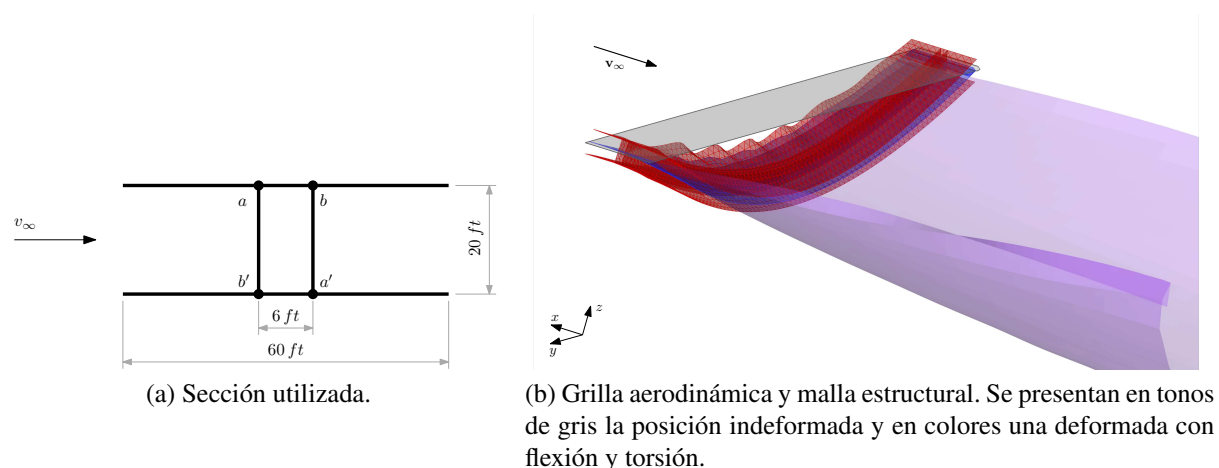


Figura 5: Modelo de láminas.

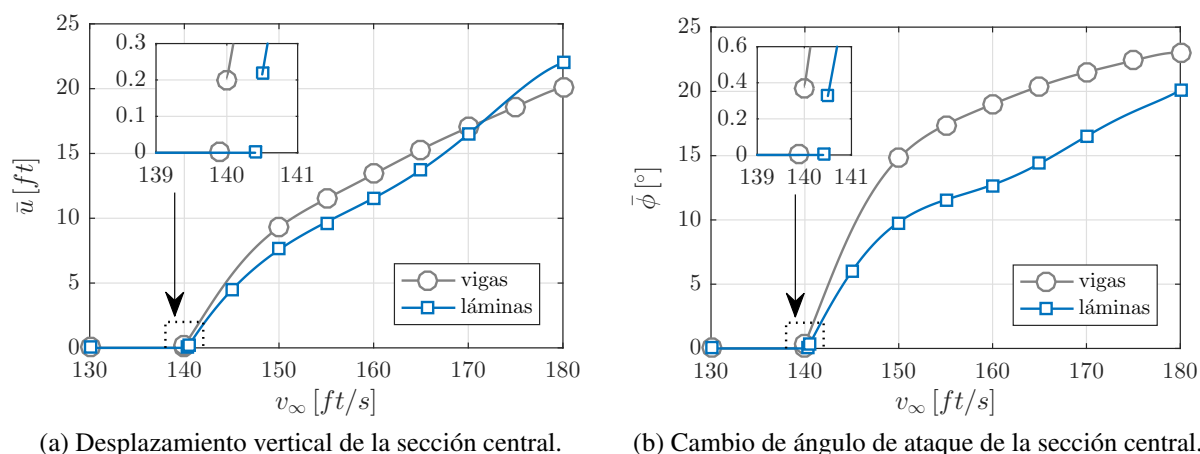


Figura 6: Diagramas de bifurcación de los modelos analizados.

nes asociadas a flujo incompresible y no viscoso, pero que permite simular una gran variedad de sistemas con un costo computacional de moderado a bajo. El abordaje es de cosimulación con un algoritmo de interacción débil capaz de admitir diferencias sustanciales en las topologías de las discretizaciones de cada submodelo; esto provee un esquema de solución con costo computacional relativamente bajo y una considerable flexibilidad, tanto para el reemplazo de subsimuladores como para la incorporación de otros.

La metodología utilizada provee la solución en el dominio del tiempo, lo que permite obtener el estado del sistema aeroelástico completo y ofrece varias ventajas. El método no está restringido a movimientos periódicos o ecuaciones de movimiento lineales y admite el modelado de fenómenos aeroelásticos subcríticos, así como también del comportamiento crítico y supercrítico. En consecuencia, estos esquemas de cálculo pueden ser una herramienta muy efectiva para el diseño de sistemas de control para la supresión de oscilaciones inducidas por *flutter* u otro tipo de inestabilidad de origen aeroelástico.

Finalmente vale destacar que, a pesar de que parece existir un desequilibrio entre la sofisticación del modelo estructural y la simplicidad relativa del modelo aerodinámico, esta elección recupera cierta equidad en términos de costo de análisis (incluyendo no sólo el costo numérico, sino también el de pre- y postproceso). Las limitaciones del modelo aerodinámico están

relacionadas a fenómenos que ocurren fundamentalmente dentro de la capa límite, que tienen importancia en determinadas situaciones, pero que no intervienen en la correcta determinación de cargas en una gran variedad de sistemas y condiciones de operación, ni en la simulación de fenómenos de interacción aerodinámica. Todo esto hace de la metodología presentada una opción muy atractiva dentro y fuera del ámbito académico.

REFERENCIAS

- Cebral J. y Löhner R. Conservative load projection and tracking for fluid-structure problems. *AIAA Journal*, 35(4):687–692, 1997.
- de Souza C., da Silva R.G., y Cesnik C. Nonlinear aeroelastic framework based on vortex-lattice method and corotational shell finite element. En *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. 2012. doi:10.2514/6.2012-1976.
- Flores F.G. *SIMPACT, An Explicit Finite Element Program*. Departamento de Estructuras, U.N.C., 2011.
- Flores F.G. y Oñate E. A rotation-free shell triangle for the analysis of kinked and branching shells. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 69(7):1521–1551, 2007. doi:10.1002/nme.1823.
- Fung Y. *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*. Dover Phoenix Edition: Engineering, Dover Publications, 2002. ISBN 9780486495057.
- Gebhardt C.G. *Desarrollo de simulaciones numéricas del comportamiento aeroelástico de grandes turbinas eólicas de eje horizontal*. Tesis de Doctorado, Departamento de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, 2012.
- Leuthold R. *Multiple-Wake Vortex Lattice Method for Membrane-Wing Kites*. Tesis de Maestría, Faculty of Aerospace Engineering - Delft University of Technology, 2015.
- Maza M.S., Flores F.G., y Preidikman S. Interacción fluido-estructura, no-estacionaria y no-lineal, con modelos de flujo potencial y estructuras de vigas. *Mecánica Computacional*, XXXI:771–795, 2012.
- Maza M.S., Preidikman S., y Flores F.G. Unsteady and non-linear aeroelastic analysis of large horizontal-axis wind turbines. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39:8813 – 8820, 2014. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2013.12.028.
- Preidikman S. *Numerical Simulations of Interactions Among Aerodynamics, Structural Dynamics, and Control Systems*. Tesis de Doctorado, Department of Engineering Science and Mechanics, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1998.
- Rafiee R., Tahani M., y Moradi M. Simulation of aeroelastic behavior in a composite wind turbine blade. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 151:60 – 69, 2016. ISSN 0167-6105. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.jweia.2016.01.010.
- Wang L., Quant R., y Kolios A. Fluid structure interaction modelling of horizontal-axis wind turbine blades based on CFD and FEA. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 158:11 – 25, 2016. ISSN 0167-6105. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.jweia.2016.09.006.